



УДК 621.438.082.2

## **СРАВНЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ С РЕЗУЛЬТАТАМИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ В СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА ПОЛУЧЕННЫХ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ K-E И SST МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ**

### **COMPARISON OF EXPERIMENTAL DATA WITH THE RESULTS OF NUMERICAL SIMULATION OF THE FLOW TO THE STAGE OF THE AXIAL COMPRESSOR RECEIVED WITH USING K-E AND SST MODELS OF TURBULENCE**

**Пузанова Анастасия Владиславовна** (Екатеринбург, Россия) – студент кафедры “Турбины и Двигатели”, Уральский Федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина (620002, г. Екатеринбург, Мира 19).

**Серков Сергей Александрович** (Екатеринбург, Россия) – инженер, аспирант кафедры “Турбины и Двигатели”, Уральский Федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина (620002, г. Екатеринбург, Мира 19).

**Puzanova Anastasia V.**, student at Department "Turbines and Engines", Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin, 620002, Mira str., 19, Ekaterinburg, Russia.

**Serkov Sergey A.**, Phd Student at Department "Turbines and Engines", Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin, 620002, Mira street, 19, Ekaterinburg, Russia. E-mail: serkov.s.a@mail.ru, Ph.: +7(922)224-11-06

**Аннотация:** Проведена верификация численного моделирования течения в осевой компрессорной ступени Stage D по результатам экспериментального исследования. Для верификации использованы наиболее распространенные в инженерной практике модели турбулентности k-ε и SST. Сравнение данных выполнено как по интегральным характеристикам, так и по распределению полного давления, углов, осевой скорости по высоте ступени. В результате сравнения установлено, что интегральные параметры расхода и  $\pi_k$  имеют высокую точность совпадения с экспериментом. При сравнении параметров по высоте наибольшее расхождение наблюдается в торцевых областях

**Annotation:** The numerical simulation of the flow in the Stage D compressor stage was verified as a result of an experimental study. For verification, the most widespread turbulence models, k-ε and SST, are used in engineering practice. Comparison of the data is performed both by integral characteristics and by the distribution of the total pressure, angles, axial velocity along the step height. As a result of the comparison, it is established that the integral flow parameters and  $\pi_k$  have a high accuracy of coincidence with experiment. When comparing the height parameters, the greatest discrepancy is observed in the end regions

**Ключевые слова:** верификация; Stage D; k-ε; SST; осевой компрессор; ступень компрессора; сеточное разбиение; численное моделирование; модель турбулентности.

**Key words:** verification; Stage D; k-ε; SST; axial compressor; compressor stage; grid partitioning; numerical modeling; model of turbulence.

В настоящее время для исследования течений широко применяются CFD методы, основанные на решении уравнений Навье–Стокса с помощью конечных элементов. Однако основной проблемой использования CFD-пакетов при проектировании компрессора остается точность моделирования процессов [1]. Наиболее распространенным методом решения задач газодинамики являются RANS (осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса) который использует в своем коде

полуэмпирические зависимости в виде моделей турбулентности.

Для RANS метода не существует «универсальной модели турбулентности» и каждая модель имеет свою конкретную область применения, но даже при тщательном выборе модели турбулентности невозможно гарантировать высокую точность расчета. Исходя из этого, для наиболее корректного моделирования вторичных вихревых

структур важно подобрать правильное сочетание настроек, как сеточной модели, так и моделей турбулентности.

С целью получения точных результатов картин течения потока в ОК необходимо провести верификацию на экспериментальной ступени осевого компрессора.

### ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

Верификация численного моделирования течения была выполнена на ступени осевого компрессора Stage D (Рисунок 1А) [2], имеющую максимальную степень сжатия 1,278 с расходом воздуха 40,1 кг/с на номинальной частоте вращения. Лопатки ступени спроектированы по закону постоянства работы по высоте. Согласно данным отчета, из-за торможения потока у торцевых поверхностей и изменения треугольников скоростей за счет снижения расходной скорости в этих зонах, лопатки имеют подкрутки концевых сечений под набегающий поток (Рисунок 1Б). Радиальный и осевой зазор установлены как в эксперименте и равны 0,51 мм и 46,94 мм соответственно.

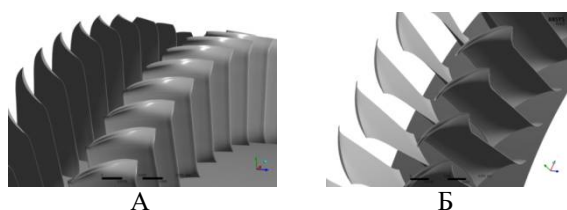


Рис. 1. Модель ступени Stage D

### РАСЧЁТНАЯ МОДЕЛЬ

Для верификации течения были выбраны модели турбулентности SST и k-ε standard из-за наибольшей распространенности в практике инженерных расчетов аэродинамики лопаточных аппаратов турбомашин [3].

### Построение сеточной модели

С целью наиболее точного определения возрастающего градиента параметров в области пограничного слоя у поверхности лопатки и у меридиональных обводов сетка конечных элементов имела наибольшее количество элементов, степень ее расширения от лопатки к средней части домена не превышала 1,2.

Одним из основных критериев сетки, являлся параметр  $y^+$ , который согласно мировому опыту моделирования течения для k-ε модели находится в пределах от 30 до 80, а для низкорейнольдсовой модели SST не превышает 1 [4]. Таким образом, количество ячеек для одного расчетного домена составило 800 тыс. для модели турбулентности k-ε и 2 млн. для модели SST.

### Задание граничных условий в CFX

На режимах работы ступени с устойчивой сходимостью расчета применялись следующие граничные условия: полное давление и полная температура на входе в ступень и статическое давление на выходе. При приближении к границе помпажа статическое давление было заменено массовым расходом. Так как дальнейшее изменение степени повышения полного давления происходит с меньшим шагом в отличие от массового расхода, относительно области характеристики вблизи линии рабочих режимов (ЛРР).

Используемый тип осреднения на границах расчетной области между вращающейся и неподвижной областью «Stage», который выполняет интерполяцию между сопрягающимися расчетными сетками с учетом изменения системы координат и выполнения законов сохранения энергии.

Критерием сходимости расчета являлась стабилизация колебаний среднеквадратичного отклонения политропного КПД ниже 1% за 50 итераций, при одновременном достижении значения уровня среднеквадратичных невязок  $10^{-5}$  для параметров давления и скорости.

### РЕЗУЛЬТАТЫ СРАВНЕНИЯ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Интегральные характеристики были рассчитаны во всем диапазоне устойчивой сходимости расчета на двух частотах вращения  $n_{пр}=1$  (4210 об/мин) и  $n_{пр}=0,7$  (2947 об/мин). Анализ результатов выполнен в рабочей точке и в точках с устойчивой сходимостью расчета, находящихся ближе границы газодинамической устойчивости (ГДУ).

Полученные напорные характеристики ступени (Рисунок 2), в сравнении с экспериментальными данными, показали удовлетворительное совпадение расчетного и экспериментального значения массового расхода воздуха  $G_v$  и степени повышения давления  $\pi_k$ . Рассчитанные значения не превышают границу допустимой погрешности, указанной в отчете 1,6% для степени сжатия и 1,9% для расхода соответственно. В рабочей точке A1 и при удалении от нее к границе ГДУ выбор типа модели турбулентности не показал существенного влияния на разницу значений между расчетом и экспериментом. Обе характеристики находятся правее и выше экспериментальной изодромы, при этом характер наклона расчетных линий соответствует эксперименту.

Для k-ε модели завышение интегральных характеристик  $\pi_k$ - $G_v$  в расчете по сравнению с

экспериментом составляет 1,1-1,7 %, то есть больше тех, которые получены на модели SST.

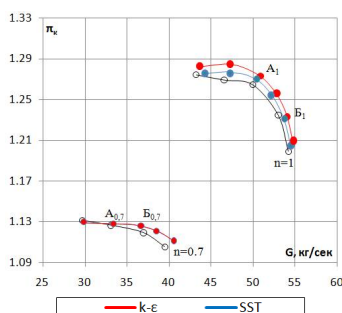


Рис. 2. Результаты расчета характеристик ступени компрессора «л<sub>к</sub>-G»

На  $n_{пр}=0,7$ , рассчитанные изодромы, с использованием моделей турбулентности k-ε и SST совпадают с аналогичным уровнем погрешности не превышающим максимальное значение.

Таким образом, при сравнении характеристик можно сделать вывод, что вне зависимости от типа модели турбулентности численное моделирование завышает интегральные показатели в пределах допустимой погрешности измерений проводимых при эксперименте. При этом высокорейнольдсовая модель турбулентности менее точно моделирует интегральные значения, но в целом при соблюдении требований к сетке дает возможность получить результат в пределах погрешности измерений.

#### АНАЛИЗ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПО ВЫСОТЕ ЛОПАТОК

##### Распределение полного давления

Графики распределения полного давления  $P^*$  для обеих моделей турбулентности на выбранных режимах в целом демонстрируют удовлетворительное как качественное, так и количественное совпадение значений переменных.

В эксперименте на периферии за РК от 85% до 100% высоты канала наблюдается резкое снижение давления, в то время как в расчете на модели SST давление снижается не монотонно, а ступенчато (Рисунок 3). На k-ε модели характер графика полного давления ближе к эксперименту, в отличие от графика модели SST.

Такой характер кривых в первую очередь связан с точностью расчета течения в области радиального зазора. SST модель моделирует выше скорость рабочего тела вырывающегося из радиального зазора, в отличие от модели k-ε, из-за чего поток не тормозится у спинки лопатки, а проходит намного дальше к корыту следующей, что увеличивает зону перемешивания потока во всей

приторцевой области (Рисунок 4). Данный вывод справедлив для всех режимов.

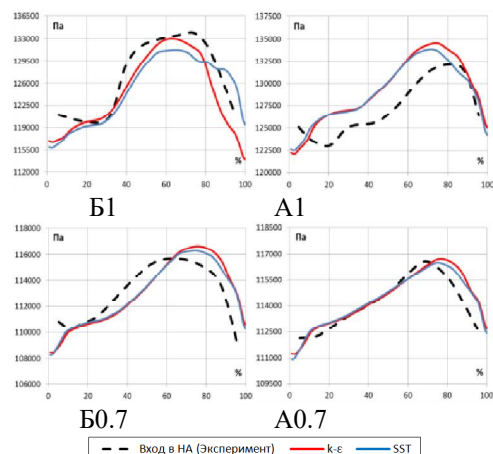


Рис. 3. Распределение полного давления по высоте на входе в НА

Анализируя течение в зоне радиального зазора, стоит обратить внимание на характерный размер вихря движущегося от входной кромки. На k-ε модели вихрь имеет размытую структуру и прижат к спинке. Это показывает, что на модели k-ε не наблюдается отрыв от поверхности лопатки и генерация потерь в данной зоне происходит в большей степени за счет перетекания рабочего тела через зазор.

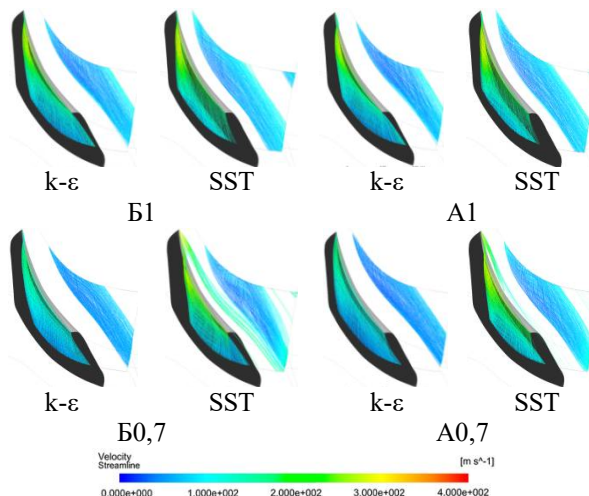


Рис. 4. Линии тока в области радиального зазора

На SST модели вихрь отделен от спинки лопатки и зона между ядром вихря и лопаткой является областью обратных токов, которая вызывает торможение потока, что позволяет снизить скорость и увеличить перемешивание потока.

В корневой зоне за РК на расстоянии 5-8% от меридионального обвода, полное давление на обеих моделях турбулентности начинает резкое снижение (Рисунок 3), в то время как в эксперименте значения давления возрастают или остаются постоянными. Это свидетельствует о

том, что размер торцевого пограничного слоя в эксперименте меньше на 7% и приближен к меридиональному обводу.

За направляющим аппаратом полное давление на всех рассмотренных режимах имеет плавно изменяющийся максимум давления по высоте на обеих моделях, а в эксперименте тот же самый максимум выражен наиболее четко (Рисунок 5). На данное распределение влияет поле параметров перед венцом НА, но за РК расчетное поле давления изменялось плавно, без резких скачков, как в эксперименте, и пройдя направляющий аппарат характер кривой полного давления сохранился, когда в эксперименте наблюдается резкий пик на 70-80% высоты канала. Стоит отметить, что такой характер распределения параметров так же может быть связан с осреднением значений по высоте. Из-за этого произошло сглаживание показаний давления по высоте перед НА.

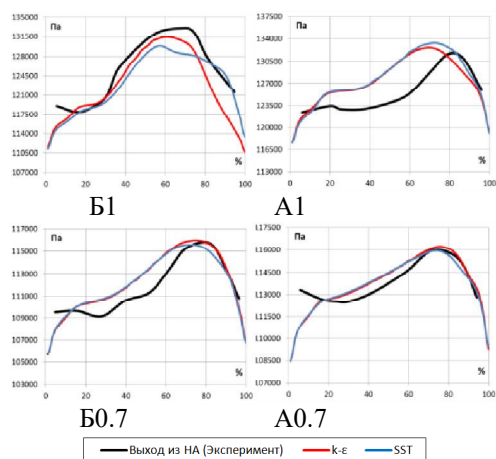


Рис. 5. Распределение полного давления по высоте на выходе из НА

Обе модели турбулентности завышают размер торцевого пограничного слоя за РК из-за дополнительной генерации вихря в корневой зоне у выходной кромки лопатки. Таким образом можно сделать вывод, что в направляющий аппарат поток попадет с заведомо неверными значениями давления. После НА среднемассовый торцевой пограничный слой, полученный при численном моделировании, имеет такой же размер, как и перед НА с незначительным увеличением. В эксперименте, размер торцевого пограничного слоя за НА так же сохраняется, как и за РК. Это говорит о том, что в РК при моделировании процесса течения происходит избыточная генерация вихрей в корневой зоне.

В целом моделирование полного давления показывает удовлетворительное повторение экспериментальных значений. Отклонение в определении положения пиковых значений полного давления составляет не больше 3,5% от

высоты канала, а расхождение в численных значениях не превышает 2,5% для корня, 3% для средней части и 1% для периферии. Наилучшее совпадение результатов расчета наблюдается в точках Б1 и Б0.7 которые не имеют повышенных углов атаки и течение имеет более устойчивый характер чем на режимах А1 и А0.7.

### Распределение температуры за направляющим аппаратом

Измерение температуры в эксперименте выполнено только за направляющим аппаратом (Рисунок 6). Из графиков сравнения распределения температуры по высоте канала можно отметить, что по среднемассовым значениям модель турбулентности SST лежит ближе к эксперименту чем модель k-ε. Если сравнивать качественное повторение характеристики, то необходимо обратить внимание на каждую зону лопатки от корня до периферии.

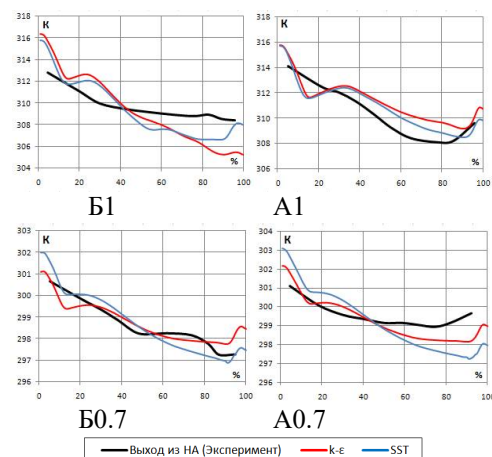


Рис. 8. Распределение температуры за НА

Обе модели показывают волнообразный характер течения в корне (Рисунок 6), в то время как в эксперименте в данной зоне график монотонно снижается. У самой торцевой стенки в корне, до 5% высоты наблюдается зона увеличения температуры вследствие трения о стенки и увеличении торцевого пограничного слоя. За счет того что начало потока, который максимально приближен к осесимметричному течению, находится на границе торцевого пограничного слоя, то поток в зоне переход будет двигаться быстрее чем в зоне отрыва следовательно на границе перехода торцевого пограничного слоя будет наблюдаться локальное ускорение вследствие чего будет увеличена температура в области 15% высоты канала. При приближении к средней части лопатки температура снижается и расхождение становится минимальным, повторяя характер кривой. У периферии наблюдается наибольшее расхождение результатов между



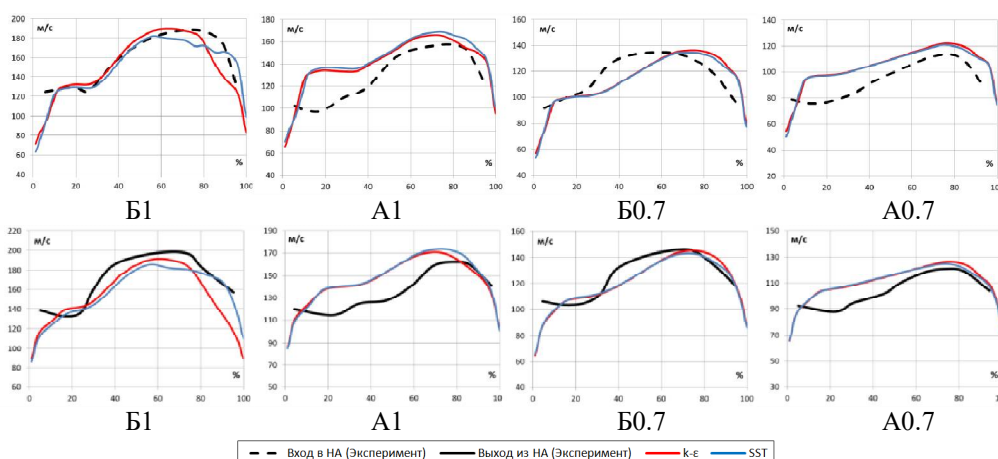


Рис. 7. Распределение осевой проекции абсолютной скорости  $C_a$  по высоте канала на выходе из РК и НА

расчетами. К-ε модель демонстрирует ниже температуру чем SST модель, что объясняется меньшей генерацией турбулентных вихрей на периферии из-за низкой скоростью потока, вырывающегося из радиального зазора.

#### Распределение осевой скорости $C_a$

Из анализа интегральных характеристик установлено, что расход воздуха завышен на всех рассмотренных режимах работы ступени. Исходя из этого необходимо рассмотреть, как совпадают между собой расчетные и экспериментальные данные осевой проекции абсолютной скорости по высоте канала за РК и НА. Наибольшее расхождение  $C_a$  за РК для всех режимов наблюдается в торцевых зонах. Как и для распределения давления, проекция осевой скорости за РК имеет наилучшее совпадение на режимах B1 и B0.7. Приближаясь к границе ГДУ на обоих издомах в численном моделировании наблюдается увеличение  $C_a$  в корневой зоне, при сохранении значений максимальной скорости на расстоянии 70-80% высоты канала (Рисунок 9). Разница скоростей за РК от 10 до 90% высоты канала между самой максимальной и минимальной скоростью на режимах Б для численного моделирования в точке B1 составляет 60-62 м/с, а для точки B0.7 находится в диапазоне 41-44 м/с, при этом в эксперименте уровень скоростей имеет аналогичные значения для тех же режимов. На режимах А в эксперименте разница скоростей для точки A1 составляет 60-63 м/с, а для точки A0.7 находится от 40 до 42 м/с в то время как для численного моделирования на тех же режимах разница находится от 30 до 34 м/с и от 20 до 23 м/с соответственно. Из этого следует вывод, что на режимах с минимальным углом атаки или углом атаки преимущественно в спинку, где вероятность получить сложные отрывы с поверхности спинки минимальна, а так же где минимален градиент поперечного давления, расчет показывает максимальное приближение значений численного моделирования к эксперименту и наоборот, при увеличении

степени повышения давления снижается расход воздуха, возрастает угол атаки, который приводит к возникновению отрывов как в корневой зоне, так и по всей высоте лопатки. За НА от 10 до 90% высоты канала картина разницы скорости повторяется. На режимах Б наблюдается совпадение скорости с экспериментом с точностью 4%, но на режимах А разница возрастает и доходит до 9%.

#### Распределение углов по высоте канала за РК и НА

Из-за того, что расход воздуха в ступени завышен, осевая проекция абсолютной скорости имеет большие значения по сравнению с экспериментом. Поэтому на всех режимах будет отличие расчетных углов потока от эксперимента. Относительный угол  $\beta_1$  в точке B1 имеет расхождение между расчетом и экспериментом в корне порядка 2-3°, но при приближении к периферии расхождение увеличивается до 8°. Данное расхождение заметно на всех режимах, выбранных для анализа, но на издомах  $n=0.7$  расхождение увеличивается и становится равным порядка 17°. Стоит обратить внимание, что вне зависимости от режима, расчетные углы  $\beta_1$  находятся ближе к лопаточным. Что говорит о более плавном обтекании профиля, в отличие от эксперимента. Расчетные углы  $\beta_2$  имеют одинаковый угол отставания на всех режимах равный примерно 10°, а в эксперименте от корня к периферии угол отставания увеличивается. В то же время угол поворота потока в РК меньше чем у эксперимента, особенно на периферии. Рассчитанные абсолютные углы  $\alpha_2$  (Рисунок 8) в средней части соответствуют эксперименту, так как определение устойчивых потоков на данных моделях происходит достаточно хорошо. Это связано с приближением к экспериментальным значениям угла выхода  $\beta_2$ . Расчетные значения угла  $\alpha_3$  (Рисунок 8), на обеих моделях турбулентности, имеют максимальную разницу 3° относительно эксперимента. У торцов лопатки, максимальное расхождение достигает значений

10-9°. Что объясняет возросший размер торцевого пограничного слоя.

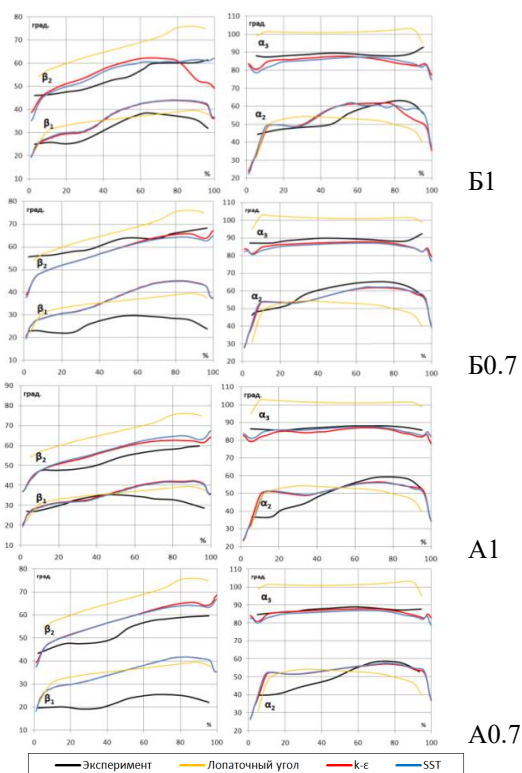


Рис. 8. Распределение углов по высоте канала в точках А и Б

#### ВЫВОДЫ ПО СРАВНЕНИЮ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

Используя стационарную постановку численного моделирования течения потока в компрессорной ступени возможно получить интегральные показатели степени повышения давления ( $\pi_k$ ) и расхода ( $G$ ) с точностью, не превышающей погрешность измерения в натурном эксперименте. Но политропный КПД ступени может быть завышен на 5%. Так как степень повышения давления определяется с высокой точностью, то наибольшую погрешность в расчете КПД дает определение температуры, следовательно, точность определения зон торможения и вихреобразования. Более точно понять такое расхождение данных дает сравнение распределения параметров по высоте ступени.

Определение скорости течения потока, вырывающегося из радиального зазора на модели SST происходит с завышением ее значений относительно модели k-ε. Из-за этого поток имеет большую зону перемешивания, что влияет на определение давления в периферийной зоне. Вихрь образующийся от входной кромки на модели SST имеет меньший размер по сравнению с k-ε моделью и отсоединен от поверхности спинки, что дает возможность образованию

вторичных вихрей в области 10% от периферийного обвода. У поверхности лопатки скорость на k-ε модели выше чем на SST. В первую очередь это связано с точностью определения течений в пограничном слое, что связано с разрешающей способностью сетки. На SST модели угловой отрыв перерастает в отрыв с поверхности лопатки, в то время как на k-ε модели отрыва с поверхности нет.

Проведя анализ размеров торцевого пограничного слоя в эксперименте можно заметить, что его рост за НА незначительно изменился относительно размера торцевого пограничного слоя за РК. В численном расчете данная зависимость повторяется, из чего следует вывод, что в РК происходит завышение показаний снижения скорости у торцов лопаток и в НА эта разница сохраняется. Такой чрезмерный рост торцевого пограничного слоя связан с высокой кривизной линий тока у торцевых обводов, а также с вращающимся характером расчетного домена РК.

#### РЕКОМЕНДАЦИИ ДЛЯ СТАЦИОНАРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОТОКА В СТУПЕНИ ОК

Для более точного моделирования необходимо дополнить расчет утечками через зазор между рабочим колесом и корпусом в корневой части лопатки. Для более точного моделирования течения стоит использовать SST модель турбулентности с соблюдением требуемого параметра качества сетки  $y^+$ . Так как торцевой пограничный слой завышен, стоит принять меры по дополнению расчетной модели дополнительными поправками, которые позволят учесть высокую кривизну линий тока и вращение системы.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Верификация расчетных трехмерных моделей образования вторичных вихревых течений в межлопаточных каналах турбин ГТД по данным испытаний тестового профиля Т106/Н.Ю. Самохвалов, В.Т. Хайрулин, А.С. Тихонов/АО «ОДК-Авиадвигатель», Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. № 49, г. Пермь, Россия – 13с.
2. "Single-stage experimental evaluation of tandem - airfoil rotor and stator blading for compressors," part VI - data and performance for Stage D, by D. R. Clemmons, 1973, p. 264.
3. Пугачев П.В. Расчет и проектирование лопастных гидромашин. Расчет вязкого течения в лопастных гидромашин с использованием пакета ANSYS CFX : учеб. пособие / П.В. Пугачев, Д.Г. Свобода, А.А. Жарковский. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. -120 с.
4. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. СПб.: Изд-во Балт. гос. техн. ун-та, 2001. 108 с.